Mitteilung

SONDERFORSCHUNGSBEREICH 58 "FLUGFÜHRUNG"

DER TECHNISCHEN UNIVERSITÄT BRAUNSCHWEIG

"Scherwindmessungen im Linienflugbetrieb"

Peter Krauspe

Teilprojekt "Untersuchungen zum flugmechanischen Energiehaushalt im Landeanflug" am Lehrstuhl für Flugmechanik der Technischen Universität Braunschweig

Mitt. SFB 58-80-03-02

(Auszug aus DFVLR Mitt. 80-09, Beiträge zum 10. Symposium "Bordintegrierte Flugdatensysteme", Aachen März 1980)

Vorwort:

Das im nachfolgenden Bericht vorgestellte Forschungsprojekt wurde im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 58 "Flugführung" der Technischen Universität Braunschweig finanziert von der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) und ermöglicht durch das bereitwillige Entgegenkommen der DEUTSCHEN LUFTHANSA AG, die neben einem Flugzeug vom Typ Airbus A300 erhebliche personelle und technische Mittel zur Verfügung stellte. Es sei an dieser Stelle insbesondere den Herren Filz, Ladwig, Ledermann, Müller und Voigt in Hamburg sowie den Herren Demmler, Münchhof und Simon in Frankfurt ein herzlicher Dank ausgesprochen.

1. Einleitung

Eine Reihe schwerer Flugzeugabstürze bei Start und Landung hat in den vergangenen Jahren die Aufmerksamkeit der internationalen Luftfahrtforschung auf ein Phänomen gelenkt, dem bislang offensichtlich zu wenig Beachtung geschenkt wurde: dem Problem der Windscherung in den kritischen Flugphasen, in denen das Flugzeug im untersten Bereich der Atmosphäre fliegt [1]. Erst der fortschreitende Einsatz von Navigationsanlagen, die eine An-Bord-Bestimmung der Obergrundgeschwindigkeit ermöglichen, sowie die gleichzeitige Erweiterung der Flugschreiberaufzeichnungen haben die Möglichkeit geschaffen, die Wechselwirkungen zwischen der Flugzeugbewegung und den Bewegungen der Atmosphäre umfassend zu analysieren. Dabei läßt sich immer wieder feststellen, daß statistische Aussagen über die Scherwinde, die man auch als Windänderungen mit sehr niedriger Frequenz bzw. großer Wellenlänge bezeichnen kann, nur unvollständig zur Verfügung stehen. Das ist unter anderem darauf zurückzuführen, daß Windmessungen an hohen Türmen auf die Bauhöhe der Türme beschränkt sind, wobei die Bauwerke aus naheliegenden Gründen meist nicht in der Nähe von Verkehrsflughäfen stehen. Ballonaufstiege zur Windmessung liefern im hier interessierenden Höhenintervall bis ca. 1 km Höhe aufgrund der großen Meßintervalle (minutenweise) nur wenige Meßwerte.

Zur Auslegung von scherwindausgleichenden Flugreglern sowie den dazu notwendigen Filtern zur Trennung der hochfrequenten Böenanteile und der niederfrequenten deterministischen Scherwindstörungen ist eine nachhaltige Erweiterung der Kenntnisse über die statistischen Eigenschaften dieser Windänderungen erforderlich. Diesem Ziel soll das im folgenden vorgestellte Meßprojekt dienen.

2. Grundlagen der Windmessung

Am Beispiel eines Flugzeugabsturzes während eines Landeanfluges [2] seien kurz die Gefahren einer Windscherung aufgezeigt. Gleichzeitig lassen sich dabei die Möglichkeiten zur Bestimmung der Windkomponenten erläutern.

Landeanflüge werden heute in der überwiegenden Zahl durchgeführt mit konstanter Fluggeschwindigkeit, die bei dem 1,3-fachen der Strömungsabrißgeschwindigkeit des Flugzeugs liegt, sowie mit konstantem Bahnwinkel, der z.B.

bei der Instrumentenlandung von einem Gleitpfadsender vorgegeben wird. Konstante Gegenwindkomponenten oder in begrenztem Maße auch zulässige Rückenwindkomponenten werden vom Piloten durch entsprechende Anpassung des Triebwerksschubes berücksichtigt. Ändert sich die Windgeschwindigkeit, so muß zum Konstanthalten der Fluggeschwindigkeit die Bahngeschwindigkeit angepaßt werden, denn diese gegenüber dem Bezugssystem Erde gemessene Inertialgeschwindigkeit $\vec{V}_K$ setzt sich zusammen aus der Relativgeschwindigkeit $\vec{V}$ des Flugzeugs gegenüber der ruhenden Luft (Anström- oder Fluggeschwindigkeit) und der Geschwindigkeit $\vec{V}_W$ der Luftmassen gegenüber der Erde (Windgeschwindigkeit) (BILD 1):

(1) $$\vec{V}_K = \vec{V} + \vec{V}_W \ .$$

Im Juni 1975 flog beim Landeanflug auf den Flughafen New York-Kennedy eine Boeing B 727 in die horizontale Böenfront eines Gewitters ein (BILD 2). Das Flugzeug geriet durch die plötzliche Zunahme des Gegenwindes über den beabsichtigten Gleitpfad. Durch Anpassen des Schubniveaus konnte der Pilot diesen Fehler jedoch ausgleichen. Im Verlauf des weiteren Annäherns an das Zentrum des Gewitters, das sich zu dieser Zeit fast unmittelbar über dem Flughafen befand, nahm nun aufgrund der strömungsmechanischen Gesetze, die diesem meteorologischen Vorgang zugrunde lagen, die horizontale Windkomponente ab, während eine eingelagerte Wirbelbewegung eine starke Auf- und Abwindkomponente auf das Flugzeug wirken ließ. Da eine Reaktion des Piloten auf diese Windänderung offensichtlich ausblieb, schlug das Flugzeug schließlich ca. 1 km vor der Landebahn auf und wurde völlig zerstört. Eine angemessene Korrektur der Triebwerksleistung hätte jedoch ein sicheres Durchfliegen dieser Situation ermöglicht, wie in Simulationsrechnungen nachgewiesen werden konnte [3].

Ausschlaggebend für den Unfall war eine Windscherung, also die Variation des Windvektors (hier nach Betrag und Richtung) längs der vorgegebenen Flugbahn. Will man die Windgeschwindigkeit nach Betrag und Richtung messen, so muß man entsprechend Gl.(1) die Differenz bilden zwischen der Bahngeschwindigkeit des Flugzeugs und der Anströmgeschwindigkeit.

Dazu ist es notwendig, die Komponenten der drei Geschwindigkeitsvektoren in einem Referenzkoordinatensystem darzustellen, z.B. in einem geodätischen Achsensystem (BILD 3). Bei den erforderlichen Drehtransformationen müssen nicht weniger als sieben verschiedene Drehwinkel berücksichtigt werden.

Im einzelnen müssen die folgenden Größen bekannt sein:

a) Luftdaten:

1) Anströmwinkel der Luft gegenüber dem Flugzeug:
   - Anstellwinkel α
   - Schiebewinkel β

2) Betrag der Anströmgeschwindigkeit V

b) Inertialdaten:

1) Winkel der Flugbahn im Raum:
   - Bahnwinkel γ
   - Bahnazimut χ

2) Betrag der Bahngeschwindigkeit V_K

3) Lage des Flugzeugs im Raum:
   - Kurswinkel ψ
   - Nickwinkel θ
   - Hängewinkel ϕ

Wie wichtig die vollständige Kenntnis aller genannten Größen ist, soll ein idealisiertes Beispiel zeigen (BILD 4).

Angenommen, ein Meßflugzeug fliege in konstanter Flughöhe auf einem geodätisch festgelegten Kreis mit gleichbleibendem Hängewinkel und konstanter Fluggeschwindigkeit, was zum Beispiel durch entsprechendes Anpassen der Triebwerksleistung gewährleistet sein soll. Eine konstante Nordwindkomponente als Beispiel wird dann in der Bahngeschwindigkeit, wie in BILD 4b dargestellt, wiederzufinden sein.

Nur an den Stellen (1) und (3), an denen Flugzeugkurs über Grund und Windrichtung einander parallel sind, ist die Windgeschwindigkeit direkt dem Bild zu entnehmen, in allen anderen Zwischenlagen ist der Wind nur in einer räumlichen Darstellung beschreibbar. Erst die Kenntnis des Bahnazimuts gestattet die rechnerische Ermittlung der konstanten Windkomponente, wobei hier für eine Reihe anderer Größen stark vereinfachende Annahmen getroffen wurden. Man kann sich leicht vorstellen, daß bei beliebigen Manövern im Flugbetrieb, bei denen die vereinfachenden Voraussetzungen nicht zutreffen, alle genannten Parameter bekannt sein müssen.

3. Windmessungen im Linienflugbetrieb

Voraussetzung für die zuverlässige Beschreibung der statistischen Eigenschaften von Windscherungen ist, wie bei allen statistischen Untersuchungen, eine hinreichend große Anzahl von Einzelmessungen. Im vorliegenden Forschungsprojekt bedeutet das die Aufzeichnung und Auswertung von Flugdaten möglichst vieler Start- und Landephasen. Die dazu notwendige hohe Anzahl von Flugbewegungen tritt nur bei Luftverkehrsgesellschaften auf.

Nun werden die Flugzeuge von Luftverkehrsgesellschaften natürlich vorrangig unter dem Gesichtspunkt der Wirtschaftlichkeit betrieben und nicht als Basis für wissenschaftliche Forschungsprogramme. Demgegenüber sind die modernen Strahlverkehrsflugzeuge, und hier speziell die Großraumflugzeuge, aus verschiedenen Gründen für die genannten Aufgaben geradezu prädestiniert:

- Aufgrund der vielfältigen Flugführungs- und Flugüberwachungsaufgaben sind die heutigen Flugzeuge mit einer außergewöhnlich großen Anzahl von Sensoren ausgestattet, die alle nur erdenklichen Flug- und Betriebszustandsgrößen messen und als elektrische Signale darstellen. Sie geben damit nahezu jederzeit Aufschluß über die jeweilige Flugsituation und den Betriebszustand von Teilsystemen wie Antrieb, Steuerung usw., aber auch über die Umgebungsbedingungen, wie z.B. Wind und Außentemperatur;

- Die Luftverkehrsgesellschaften gehen immer mehr dazu über, den Umfang der laufend an Bord registrierten Flugdaten über das von den Zulassungsbehörden geforderte Mindestmaß für Flugunfallschreiber [4] hinaus zu erweitern (derzeit fünf Parameter: Zeit/Druckhöhe/angezeigte Fluggeschwindigkeit/Vertikalbeschleunigung/Steuerkurs). Das Ziel ist dabei, die Flugsicherheit und die Wirtschaftlichkeit des Flugbetriebes zu verbessern, etwa durch frühzeitige Fehlererkennung in Teilsystemen (z.B. Triebwerke) oder durch eine automatisierte Überwachung kostenintensiver Betriebsabläufe mit einer anschließenden Trendanalyse (z.B. spezifischer Treibstoffverbrauch über der Zeit).

  Zu diesem Zweck werden mit Hilfe eines Flugdatensystems (Aircraft Integrated Data System, AIDS) eine umfangreiche Anzahl von Parametern erfaßt, für eine Registrierung vorbereitet und später in einer Bodenstation ausgewertet.

Die beschriebenen technischen Möglichkeiten lieferten im vorliegenden Fall aus wissenschaftlicher Sicht nahezu ideale Bedingungen, um laufende An-Bord-Messungen von Winddaten während des normalen Flugbetriebs über einen längeren Zeitraum durchzuführen. Demgegenüber standen jedoch eine Reihe von Problemen auf ganz anderen Sektoren, die zunächst einer umfassenden Lösung bedurften. Zum einen ist aus den Ergebnissen des geplanten Forschungsprojekts, die in erster Linie der Verbesserung der Kenntnisse über die Eigenschaften von Windscherungen dienen sollen, ein unmittelbarer wirtschaftlicher Nutzen für die angesprochene Fluggesellschaft, hier die DEUTSCHE LUFTHANSA, vom Standpunkt der Gewinnorientierung nicht zu ersehen. Die für die Durchführung der Messungen notwendigen gerätetechnischen Investitionen mußten daher vom Projektplaner, in diesem Fall vom Sonderforschungsbereich 58 "Flugführung" im Rahmen der Förderung seitens der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG), übernommen werden, wobei als "Meßflugzeug" ein Airbus A300 (BILD 5) gewählt wurde.

Andererseits liegt das übergeordnete Ziel der Forschungen, die Verbesserung der Flugsicherheit bei Start und Landung auch unter Scherwindbedingungen, durchaus im Interesse der Fluggesellschaft. Aus diesem Grunde übernahm die DEUTSCHE LUFTHANSA dankenswerterweise den Einbau der nachfolgend beschriebenen Meßanlage einschließlich deren Wartung und Betrieb sowie die Kosten für die Durchführung der Messungen, d.h. für die Flugstunden.

Ein weiteres Problem bei der Durchführung des Forschungsprojekts lag auf juristischem Gebiet. Unter Beachtung des Bundesdatenschutzgesetzes [5] mußte mit absoluter Sicherheit gewährleistet sein, daß keine personenbezogenen Daten gespeichert oder übermittelt werden. Dies konnte durch den speziellen Aufbau der Meßanlage und die getrennte Übermittlung personenunkritischer Daten wie Start- und Landeflugplatz mit Hilfe einer Flugzeug-Umlaufliste sichergestellt werden. Da lediglich Interesse an der Aufzeichnung und tabellarischen Ausgabe der herrschenden Windverhältnisse bei Start und Landung besteht, auf die die Piloten ohnehin keinerlei Einfluß haben, konnte auf eine Zuordnung hinsichtlich des beteiligten Flugpersonals völlig verzichtet werden, sodaß die Messungen praktisch anonym erfolgen.

4. Aufbau der Meßanlage im DLH-Airbus

Der Aufbau einer eigenen Meßanlage erwies sich neben den genannten Gesichtspunkten des Datenschutzes noch aus einem weiteren Grund als notwendig. Die benötigten inertialen Zustandsgrößen (Bahngeschwindigkeit V_K, Flugbahnazimut χ) liegen zwar als digitale Größen am Ausgang der in heutigen Großraumflugzeugen vorhandenen Trägheitsplattformen (Inertial Navigation System, INS) vor, werden jedoch im serienmäßigen AIDS gegenwärtig noch nicht aufgezeichnet.

Die Angaben über Windgeschwindigkeit und Windrichtung, die im heutigen Flugbetrieb im zentralen Trägheitsnavigationsrechner ermittelt und dem Piloten auf der Kontrollanzeigeeinheit (Control Display Unit,CDU) bei Bedarf zur Verfügung gestellt werden können, weisen für die vorgesehenen Messungen eine zu geringe Genauigkeit auf. Das ist damit zu begründen, daß zur Berechnung der Werte im Rechner der INS-Anlage sehr vereinfachte Gleichungen verwendet werden, die z.B. beim Kurvenflug mit großen Hängewinkeln zu sehr großen Fehlern führen [6]. Für den ursprünglichen Zweck, die Windbestimmung im Reiseflug, reichen die verwendeten Beziehungen aus. Zur exakten Berechnung aller Komponenten des Windvektors ist jedoch die vollständige Verwendung aller schon im Abschn.2 beschriebenen Rohdaten unumgänglich [7].

Zur Aufzeichnung der Daten wurde die vorhandene AIDS-Anlage im Airbus praktisch verdoppelt. Die Serienanlage im Airbus (BILD 6) setzt sich zusammen aus der Flugdaten-Aufbereitungsanlage (Flight Data Acquisition Unit, FDAU), die die verschiedenen Signalstrukturen (analog/digital) in eine einheitliche Digitalstruktur in Pulse-Code-Modulation (PCM) umsetzt, sowie dem Datenaufzeichnungsgerät (Performance & Maintenance Recorder, PMR), einem mit Kassetten ausgestatteten Magnetbandrecorder. Diese Kassetten haben eine Kapazität von 50 Stunden Aufzeichnungszeit und werden routinemäßig ausgetauscht. Die PCM-Datenstruktur umfaßt einen Hauptrahmen von 4 Sekunden Dauer, der sich in 4 Unterrahmen von je 1 Sekunde und einem Umfang von jeweils 64×12 Bit Datenworten untergliedert. Somit können maximal 256 Datenworte mit 12 Bit Länge oder aber mehr Datenworten mit geringerer Bitlänge aufgezeichnet werden. Zur Funktionskontrolle von Schalterstellungen reicht beispielsweise bereits ein Bit aus. Die Strukturierung entspricht dem Standard ARINC 573 [8].

Die im seriellen Datenstrom der Trägheitsplattform enthaltenen Inertialdaten haben hingegen einen Umfang von 32 Bit, wobei 21 Bit als reiner Dateninhalt zur Verfügung stehen. Es mußte daher ein Zusatzgerät erstellt werden, daß die Bereitstellung der 12 most significant bits (MSB) für die gewünschten inertialen Größen ermöglicht, diese in ein FDAU-kompatibles serielles Datenformat umsetzt und auf einen Synchronisierimpuls hin an die FDAU übergibt. Dieses spezielle Interface wurde für die vier Größen

Bahngeschwindigkeit	V_K	(ground speed,	G/S)
Kurswinkel	Ψ	(true heading,	THD)
Bahnazimut	χ	(track angle,	TRK)
Gesamttemperatur	T_t	(total air temperature,	TAT)

entwickelt (TABELLE 1).

Die Signale des Zusatzgerätes gelangen ebenso wie die parallel angezapften Daten aus dem Luftdatenrechner (Air Data Computer, ADC) und den sonstigen Meßgrößen an den Eingang eines zusätzlich eingebauten FDAU-Gerätes und werden dort für die Aufzeichnung in einem eigenen PMR-Recorder, der nur für die Scherwindmessungen benutzt wird, aufbereitet. Dieser Magnetbandrecorder wird über eine spezielle Zeitschaltung so geschaltet, daß er

- bei der Landung vom Ausfahren des Fahrwerks bzw. unterhalb 1 000 ft Flughöhe über Grund bis zum Aufsetzen,
- bei einem eventuellen Durchstart } jeweils 4 Minuten
- beim Start nach dem Abheben } nach Einschalten

in Betrieb bleibt. Eine eingebaute Logikschaltung (BILD 7) liefert die dafür benötigten Ein- und Ausschaltimpulse. Es wird auf diese Weise erreicht, daß nur die gewünschten Winddaten aus der Start- und Landephase aufgezeichnet werden, so daß ein Kassettenwechsel nur etwa jede Woche einmal erforderlich wird.

Die zusätzlich installierte Meßanlage wurde nach folgenden Grundsätzen konzipiert:

a) Oberstes Gebot ist die Sicherheit des Fluges, die unter keinen Umständen durch den Betrieb der Anlage beeinträchtigt oder beeinflußt werden darf. Es mußte deswegen der absolut sichere Betrieb aller eingebauten Geräte gewährleistet sein. Dazu gehören u.a. die elektrische Rückwirkungsfreiheit durch hochohmige Signaleingänge, die elektromagnetische Störstrahlsicherheit, aber auch die Betriebs- und Belastbarkeitssicherheit bei eventuellem Brandfall, bei plötzlichem, rapidem Druckwechsel u.ä. Vor dem endgültigen Einbau wurde das erstellte Zusatzgerät einer Lufttüchtigkeitsprüfung unterzogen, die die DEUTSCHE LUFTHANSA als luftfahrttechnischer Betrieb (EA 15) durchführte.

b) möglichst geringes Raumgewicht, Ausführung in Standard-Baugrößen (1/2 bzw. 1 ATR);

c) Betrieb der Anlage mit möglichst geringem Zusatzaufwand für das Flug- und Wartungspersonal. Dies konnte erreicht werden durch den automatisierten Betrieb der Meßanlage mit Hilfe der Zeitschaltlogik und durch die Verwendung eines Magnetrecorders desselben Typs, wie er bereits als PMR-Gerät serienmäßig eingesetzt wird. Ein fälliger Kassettenwechsel wird nach dem vollständigen Beschreiben der Magnetspuren optisch signalisiert, und die Kassetten werden dann während der Routinewartung des Standardrecorders mit ausgewechselt.

5. Durchführung des Forschungsprogramms

Es werden insgesamt 23 verschiedene Parameter seriell aufgezeichnet (TABELLE 2). Die Abfragerate der einzelnen Größen liegt zwischen 0,25 - 4 Hz, wobei Signale in den unterschiedlichsten Formaten (analog/synchro/ digital/discrete serie) vorliegen. Durch die Zeitschaltlogik entsteht auf dem Magnetband eine fortlaufende Reihenfolge der Daten von Start - Landung - Start - Landung usw.

Nach dem Kassettenwechsel werden die PCM-Daten in der Großrechenanlage der Lufthansa-Basis in Frankfurt demoduliert und unter Beachtung der zugehörigen Sensorcharakteristiken wieder in physikalische Größen (engineering units) wie Winkel, Geschwindigkeiten usw. zurückgewandelt. Es liegen zwar keine Eichkurven der im genannten "Meßflugzeug" eingesetzten Sensoren vor, da eine Eichung im automatisierten Meßbetrieb, wie leicht einzusehen ist, nicht durchgeführt werden kann. Alle Meßfühler unterliegen jedoch strengen Toleranzanforderungen der Fluggesellschaft und werden beim Überschreiten dieser Grenzen ausgetauscht, so daß auf diese Weise die Meßfehler hinreichend eingeschränkt werden.

Die Parameter der Windmessungen werden in Gleitkommadarstellung auf 9-Kanal-Magnetband umgesetzt und können dann in einer Rechenanlage der Technischen Universität Braunschweig (NOVA 3 D von Data General) ausgewertet werden. Die Auswertung umfaßt die folgenden Bereiche:

1) Darstellung der Verläufe der longitudinalen, lateralen und vertikalen Windkomponenten über den Parametern Zeit, Flugweg bzw. Flughöhe;

2) Erstellung deterministischer Scherwindmodelle aus den Verläufen nach 1) unter gleichzeitiger Beachtung der zugehörigen meteorologischen Randdaten. Zu diesem Zweck wurde die Übersendung der Wettereintragungen aus dem Bordbuch des Flugzeugs für die jeweiligen Starts und Landungen vereinbart. Ergänzt werden diese Informationen durch Wetterkarten und meteorologische Wetterinformationen (meteorological air reports, METAR) des Deutschen Wetterdienstes in Offenbach;

3) Untersuchung der Zusammenhänge zwischen Windscherungen und Temperaturverläufen bzw. den Stabilitätseigenschaften der Atmosphäre;

4) Statistische Auswertung der Winddaten hinsichtlich

der Häufigkeit des Auftretens von Windscherungen in Abhängigkeit vom Ort und von atmosphärischen Randbedingungen,

charakteristischer Größen der Windscherungen wie Scherschichtdicke, Schergradienten und deren Kombinationen, Frequenzbereich und Wellenlängen dieser niederfrequenten Windänderungen.

Hierzu werden die üblichen statistischen Auswerteverfahren wie Leistungsdichtespektren, Autokovarianzfunktionen, Verteilungsdichte usw. angewandt.

Das Streckennetz des Airbus umfaßt den europäischen Raum sowie einige nordafrikanische Flughäfen. Obwohl diese geographischen Gegenden nicht zu den typischen Zonen starker Windscherungen gehören (diese liegen nach den bisherigen, wenigen Erfahrungen im Tropengürtel und meist auf den Ostseiten der großen Kontinente, wie Ostamerika oder Ostasien), dürfte interessant sein zu erfahren, wie häufig und wie stark derartige Wetterphänomena auch in unseren Breiten auftreten.

6. Zusammenfassung

Der Mangel an brauchbaren Windmodellen zur Darstellung von Windscherungen führte zur Konzeption eines Forschungsprogramms, das während eines Jahres an Bord eines Airbus A300 der DEUTSCHEN LUFTHANSA Informationen über Wind und Böen in der Start- und Landephase liefern soll. Die Ausrüstung eines Linienflugzeuges mit einer zusätzlichen, luftfahrttauglichen Datenaufzeichnungsanlage gewährleistet die notwendige große Anzahl von Messungen, ohne daß dabei die Flugsicherheit oder die Kontinuität des normalen Flugbetriebes beeinträchtigt wird. Erste Ergebnisse sind im Laufe dieses Jahres zu erwarten.

7. Schrifttum

[1] KRAUSPE, P. — Die Gefährdung der Flugsicherheit durch Scherwind. DGLR-Jahrbuch 1977, Bd.I, Kap.29.

[2] Aircraft Accident Report - Eastern Air Lines Inc., Boeing 727-225, N 8845 E, Jamaica, New York, June 24, 1975. National Transportation Safety Board, USA, NTSB-AAR-76-8, March 1976.

[3] BROCKHAUS, R., WÜST, P. — Open-loop compensation of windshear effects in low level flight. in: AGARD-CP-240, Guidance and Control Design Considerations for Low-Altitude and Terminal-Area Flight, Dayton, Oct. 1977.

[4] Betriebsordnung für Luftfahrtgerät (Luft BO). Bundesanstalt für Flugsicherung, Febr. 1979.

[5] Gesetz zum Schutz vor Mißbrauch personenbezogener Daten bei der Datenverarbeitung. (Bundesdatenschutzgesetz - BDSG) vom 27.Jan.1977 (BGBl. I S.201).

[6] CLEMENT, O.R. — INS Wind Computations during turns - Concorde. Delco-Electronics, Milwaukee, Memorandum DE-76-3210-42, Juni 1976.

[7] KRAUSPE, P. KLENNER, J. — Berücksichtigung des Windeinflusses in den flugmechanischen Gleichungen. Z.Flugwiss. Weltraumforsch. 3 (1979) Heft 1, S.23-28.

[8] ARINC 573 - Aircraft Integrated Data System, Mark 2.
Aeronautical Radio, Inc., Dec.1974.

[9] HIGGINS, P.R. ROOSME, A. Hazards of landing approaches and takeoffs in a windshear environment.
Boeing Airliner. The Boeing Company, Seattle, Januar 1977.

Wort	Bits (INS/TRC)	FDAU Subframe	FDAU Wort	FDAU Quelle
ground speed	16 - 27	1, 2, 3, 4	2, 18, 34, 50	digital # 4
true heading	18 - 29	1, 2, 3, 4	5	DADS
	30 - 32	1	23 (1 - 3)	DADS
track angle	18 - 29	1, 3	21	DADS
	18 - 29	2, 4		
	30 - 32	1	23 (5 - 7)	
TAT	20 - 31	2, 4	55	DADS

first transmitted bit: least significant bit (LSB)

last transmitted bit : most significant bit (MSB) bzw. Status

TABELLE 1 Spezifikation der digitalen Datenworte.

Datenadressen Stand: 7/79

für Scherwindmessungen an Bord des DLH-A 300 D-AIBA

Word	Parameter	Sub- *) frame	Range	Signal	Bit
1	synchronization			digital	1 - 12
2	ground speed		819,2kts(16-27)	digital # 4	1 - 12
3	outer marker			discrete serie	1, 2
3	middle marker			discrete serie	1, 2
3	magnetic heading			synchro	3 - 12
4					
5	true heading		± 180° (18-29)	digital DADS	1 - 12
6					
7					
8					
9	vertical speed		250 mV/1000 fpm	AC # 1	3 - 12
10	lat. acceleration			LLDC	1 - 12
11	angle of attack			Poti	1 - 12
12	altitude press. fine			synchro	1 - 12
13	event marker			discrete serie	1
13	vert. acceleration			LLDC	3 - 12
14					
15	long acceleration			LLDC	3 - 12
16					
17	roll attitude			synchro	3 - 12
18	ground speed			digital # 4	1 - 12
19					
20	indicated airspeed			synchro	1 - 12
21	track angle		± 180° (18-29)	digital DADS	1 - 12
22					
23	matrix true heading	1	INS BITS 30-32	digital DADS	1 - 3
23	matrix track angle	1	INS BITS 30-32	digital DADS	5 - 7
24	radio altimeter # 2			HLDC	1 - 12
25					
26	lat. acceleration			LLDC	1 - 12
27	angle of attack			Poti	3 - 12
28					
29	vert. acceleration			LLDC	1 - 12
30					
31	long.acceleration			LLDC	3 - 12
32					
33					
34	ground speed			digital # 4	1 - 12
35					
36					
37	GMT minutes	1		digital	1-4, 7-10
37	GMT hours	3		digital	1-4, 7-10
38					
39					
40	True airspeed		46,6 kts/V **)	DC # 2	3 - 12
41					
42	lat. acceleration			LLDC	1 - 12
43	angle of attack			Poti	3 - 12
44	altitude press. fine			synchro	1 - 12
45	vert. acceleration			LLDC	3 - 12
46					
47	long. acceleration			LLDC	3 - 12
48					
49					
50	ground speed			digital # 4	1 - 12
51	pitch attitude			synchro	3 - 12
52					
53					
54					
55	Static Air Temperature	1, 3		DC # 2	
55	Total Air Temperature	2, 4	***)	digital	3 - 12
56	radio altimeter			HLDC	1 - 12
57					
58	lat. acceleration			LLDC	1 - 12
59	angle of attack			Poti	3 - 12
60					
61	vert. acceleration			LLDC	3 - 12
62					
63	long. acceleration			LLDC	3 - 12
64					

*) für Subframes 1 - 4, wenn nicht anders vermerkt!

) $E_{SAT}/E_{ref} = 0,000310186$ TAS *) $E_{SAT}/E_{ref} = 1,2087 \cdot 10^{-2} \sqrt{SAT}$

Tabelle 2 Datenadressen für Windmessungen an Bord des DLH-Airbus D-AIBA.

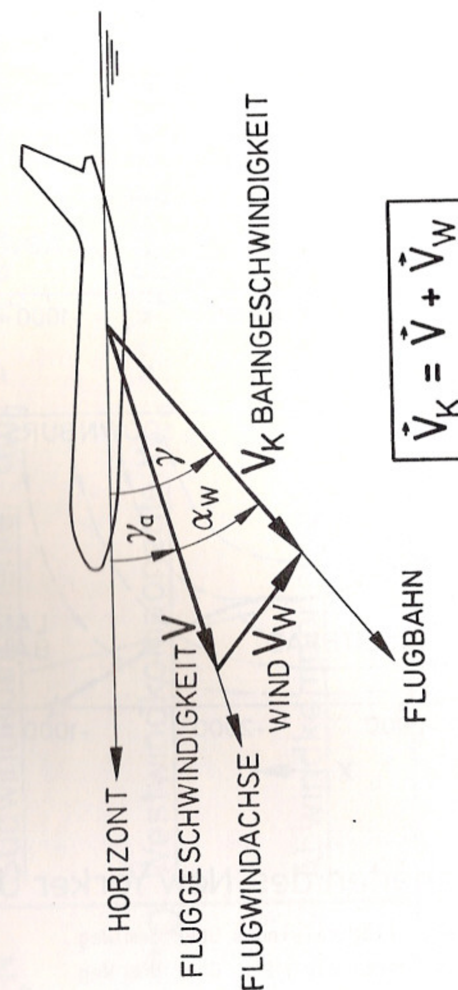


BILD 1 Winkel und Geschwindigkeiten in der Flugzeug-Symmetrieebene.

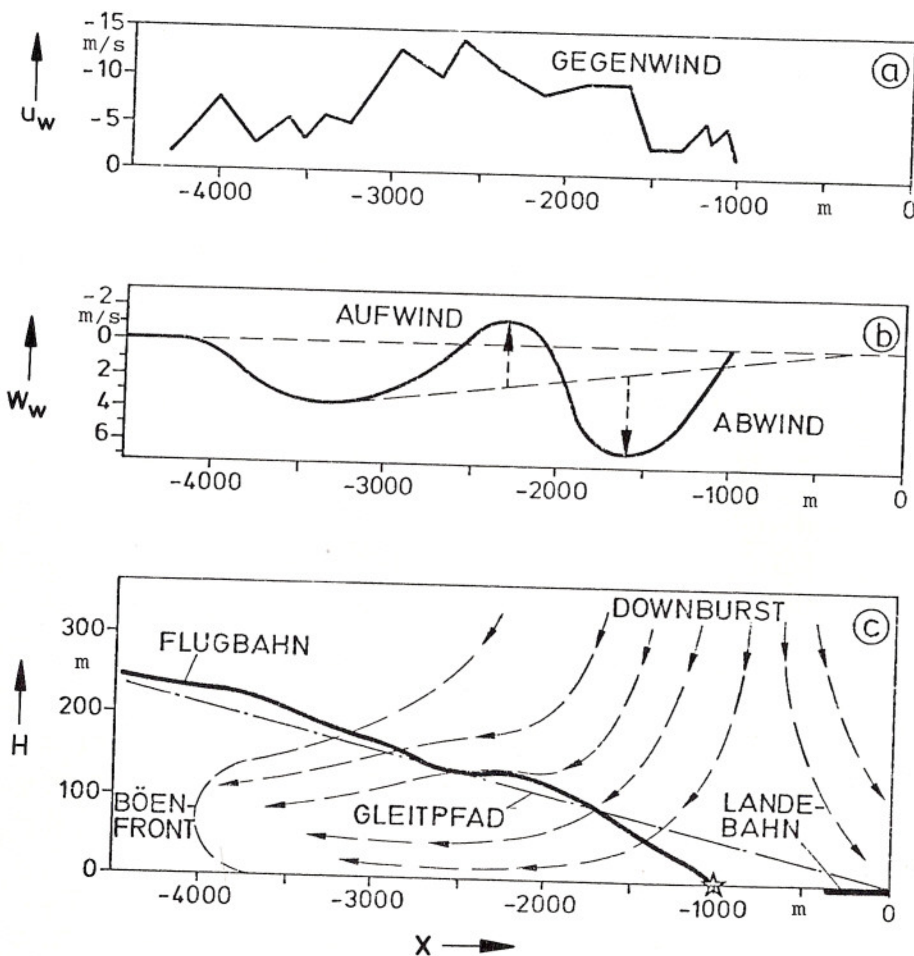


BILD 2 Gegebenheiten des New Yorker Unfalls.

a) Verlauf des Horizontalwindes über dem Weg
b) Verlauf des Vertikalwindes über dem Weg
c) Flugbahnprofil und Stromlinienbild (nach[9])

N, O, u_{Wg}, v_{Wg}, w_{Wg}

Südwindkomponente: $u_{Wg} = V_K \cos\gamma \cos\chi - V \cos\gamma_a \cos\chi_a$

Westwindkomponente: $v_{Wg} = V_K \cos\gamma \sin\chi - V \cos\gamma_a \sin\chi_a$

Abwindkomponente: $w_{Wg} = -V_K \sin\gamma + V \sin\gamma_a$

mit: α, β, V = Luftdaten ψ, Θ, Φ = Lagewinkel des Flugzeugs

γ, χ, V_K = Inertialdaten $\gamma_a, \chi_a = f(\psi, \Theta, \Phi, \alpha, \beta)$

BILD 3 Zur Berechnung der Windgeschwindigkeitskomponenten.

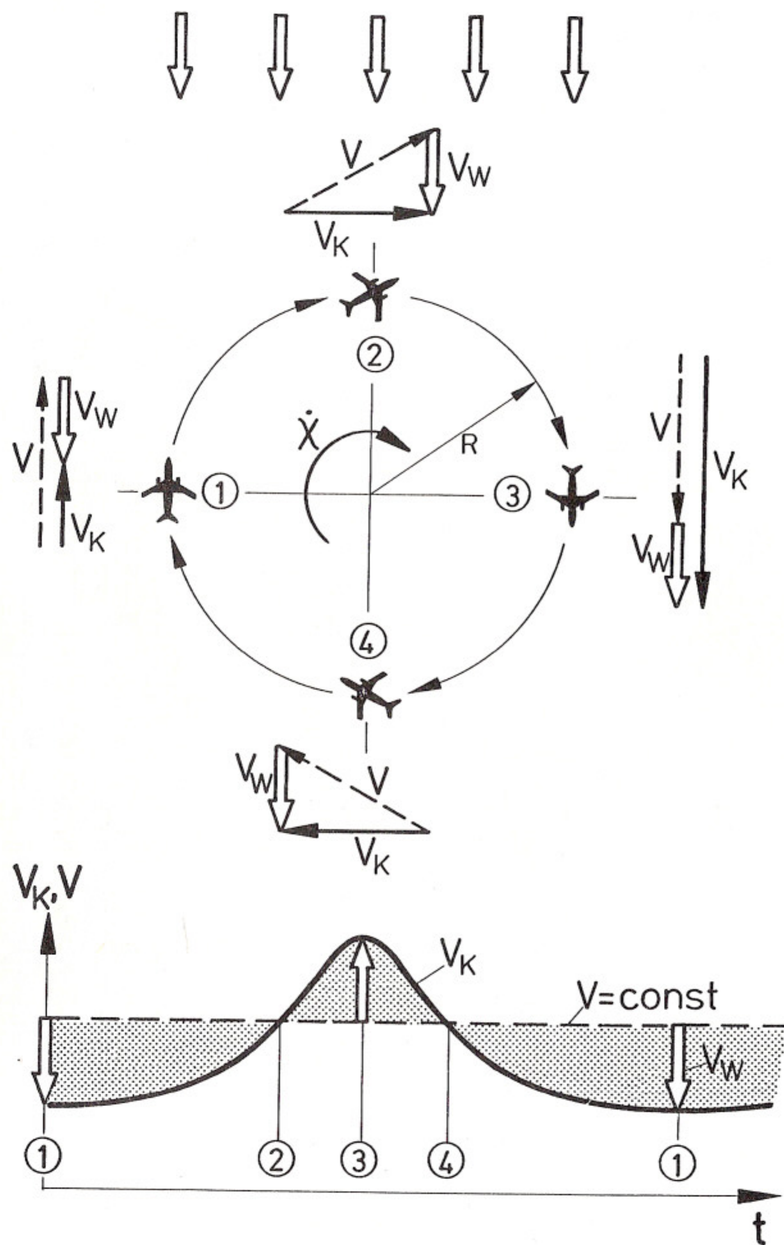


BILD 4 Idealisiertes Beispiel einer Windmessung im Fluge.



BILD 5 Basisflugzeug Airbus A300 für Scherwindmessungen.

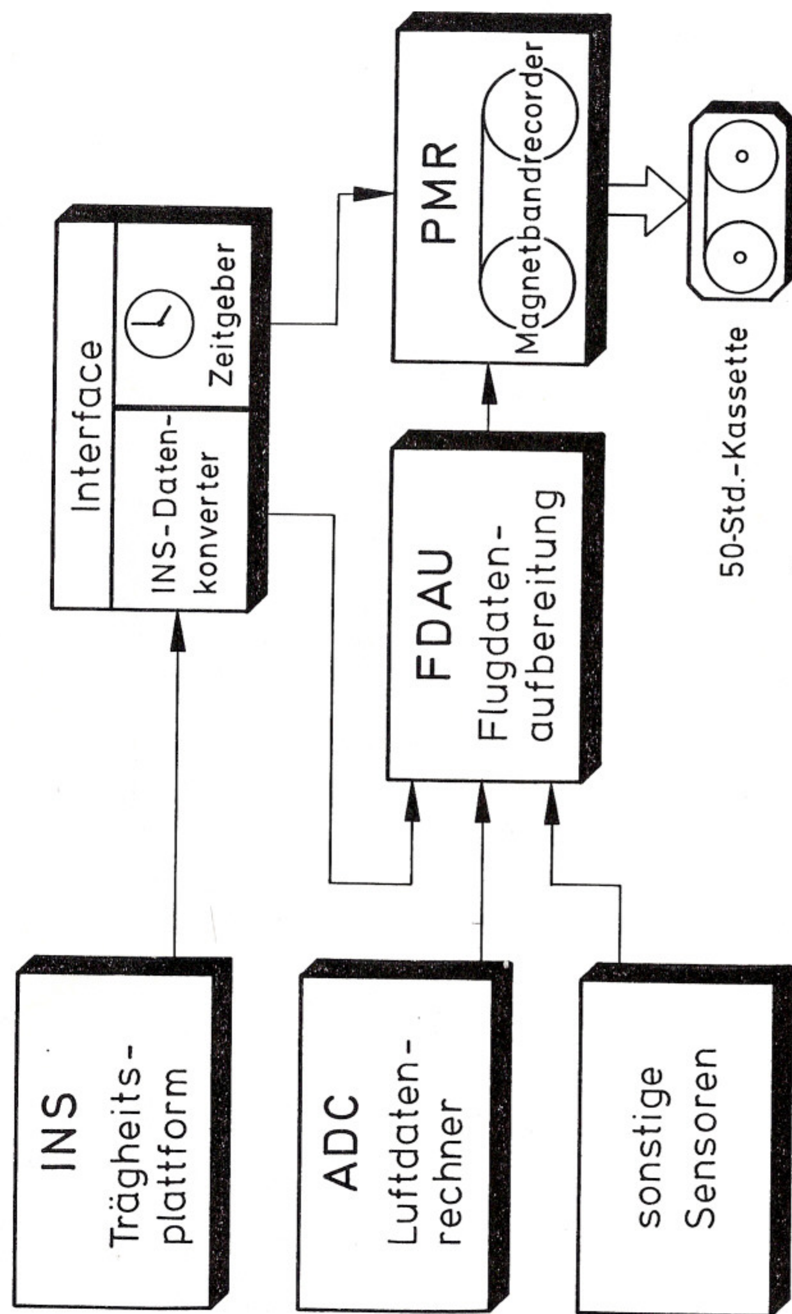
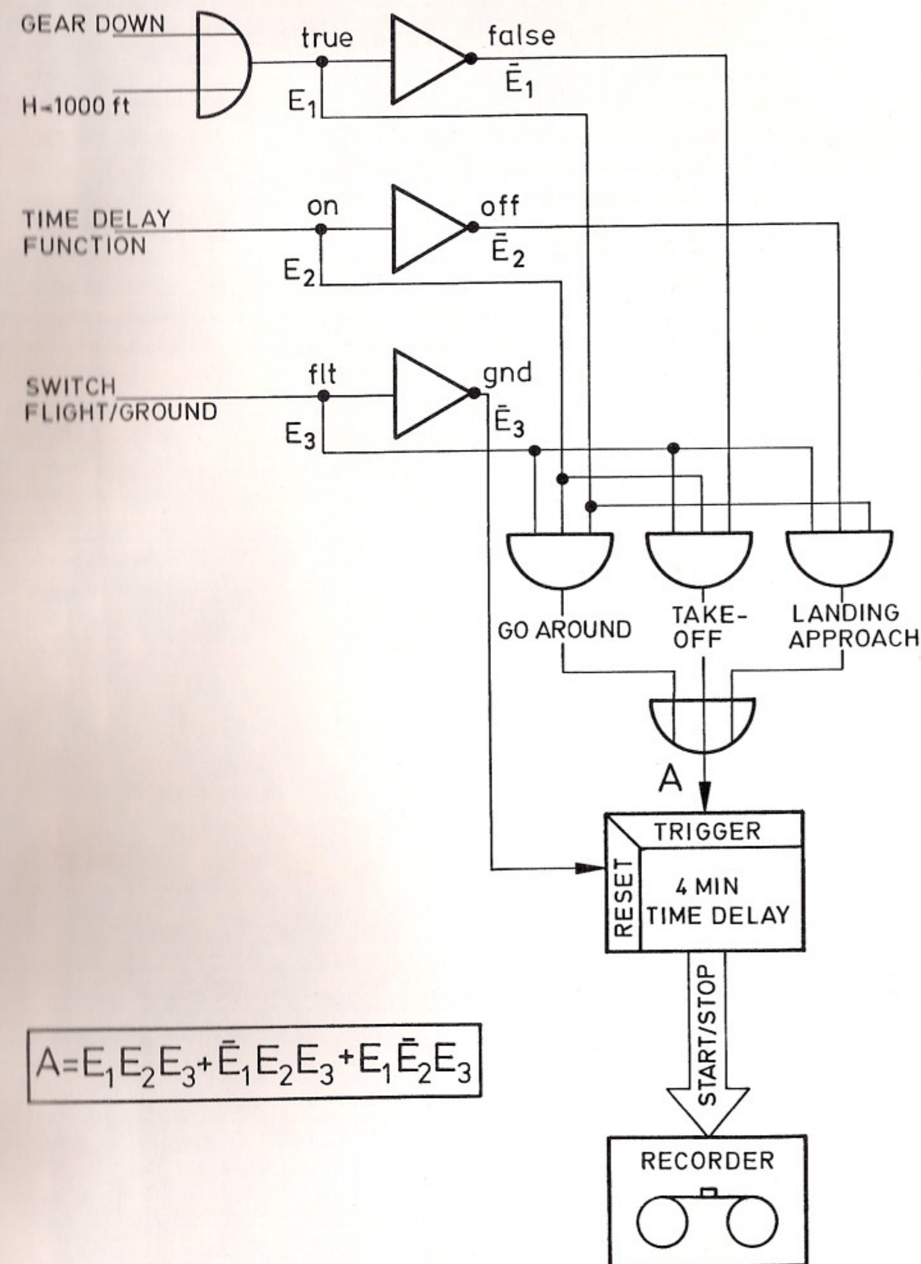


BILD 6 Aufbau der Meßanlage zur Scherwindmessung.



$$A = E_1 E_2 E_3 + \bar{E}_1 E_2 E_3 + E_1 \bar{E}_2 E_3$$

BILD 7 Schaltlogik für PMR-Zeitschaltung.